

OPTIMASI *ANGLE OF ATTACK* UNTUK PENINGKATAN KOEFISIEN *LIFT* PADA AIRFOIL TURBIN ANGIN SUMBU HORIZONTAL

Christian Pangraldi¹⁾, Fandi D. Suprianto²⁾, Teng Sutrisno³⁾

Jurusan Teknik Mesin Universitas Kristen Petra

Jalan Siwalankerto 121-131, Surabaya 60236. Indonesia

Phone: 0062-31-8439040, Fax: 0062-31-8417658

E-mail : m24406021@john.petra.ac.id¹⁾, fandi@petra.ac.id²⁾, tengsutrisno@petra.ac.id³⁾

ABSTRACT

Wind turbine application as the use of renewable energy sources has been widely used recently as an alternative energy in goal replacing non-renewable energy. This thesis focuses on the optimization of other research conducted lift coefficient of horizontal wind turbine blades. During this optimization systems in wind turbines is still not been developed widely so that the level of efficiency still needs to be researched and developed. This optimization, is expected to improve the efficiency and applicability of horizontal wind turbine especially in energy-efficient buildings that will be built by Petra Christian University.

Optimization is done starting from the assessment of AoA on 3 pieces of the NREL type S airfoil, the validation of numerical experiments, and more complex system of blade configurations as the optimization project. Numerical assessments were performed using CFD (Computational Fluid Dynamics) software.

From the results of assessments conducted, Angle of Attack the optimal airfoil S-833 (primary) is at AoA 8 °, while for S-834 (tip) is 8.5 °, and for S-835 (root) is 7 °. This study has been able to run well by getting trend graphs are virtually identical, but there are some differences in the validation study numerically the experiment due to limitations in the manufacturing of the experimental device.

Keywords:

Angle of Attack, Horizontal Axis Wind Turbine, Coefficient of Lift

1. Pendahuluan

Saat ini turbin angin telah banyak digunakan dan terjadi peningkatan kapasitas daya yang signifikan pada banyak negara. Pada kondisi *real* turbin angin selalu memiliki kendala terhadap adanya potensi angin/debit aliran angin yang berubah-ubah. Oleh karena itu, perangkat optimasi terhadap variasi beban potensi angin sangatlah diperlukan. Dampak terbesar yang sangat mempengaruhi kinerja dari propeler adalah terjadinya separasi aliran akibat ketidakmampuan aliran *viscous* didekat dinding berlawanan dengan *adverse pressure gradient*. Apabila terjadi separasi yang membesar maka dapat menyebabkan terjadinya *stall*, sehingga sangat merugikan dan dihindari karena menyebabkan penurunan C_L serta peningkatan C_D . Teori ini telah dipaparkan oleh Corten [2].

Konfigurasi *blade* yang digunakan dalam penelitian NREL untuk *primary*, *tip*, dan *root* adalah 0,75; 0,95; dan 0,40 dari total panjang *blade* [8].

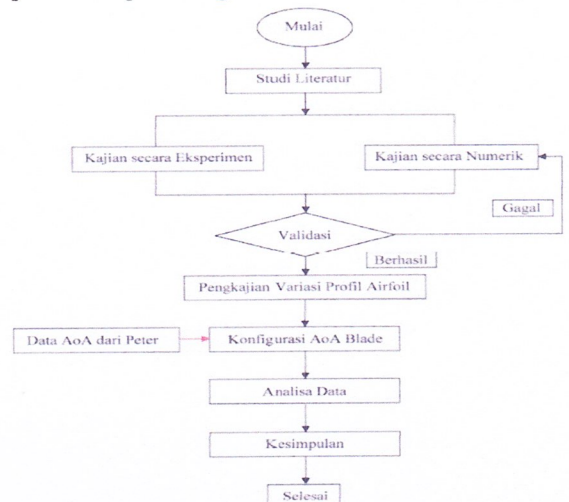
Beberapa permasalahan yang diteliti adalah mengenai kerugian aerodinamika propeller yang berpengaruh terhadap kinerja turbin angin serta kekurangan yang dimiliki penelitian eksperimental dalam memberikan detail terhadap parameter yang diamati.

Melalui penelitian ini diharapkan dapat dipelajarinya pengaruh profil propeler dan perubahan AoA terhadap perbaikan kinerja turbin angin dan terpaparkannya karakteristik aliran yang terjadi di sekitar *blade* serta didapatkannya besaran/nilai AoA yang

optimal agar mendapatkan C_L / C_D terbaik sehingga didapatkan pula beberapa manfaat antara lain adalah sistem optimasi dampak variasi kecepatan angin terhadap AoA *blade* turbin angin, didapatkannya bentuk konfigurasi profil propeler turbin yang optimal yang dapat digunakan pula sebagai acuan bagi produsen HAWT dalam menentukan AoA serta memperbanyak pengaplikasian sumber energi terbarukan.

2. Metodologi Penelitian

Penelitian ini menggunakan beberapa langkah yang dapat dilihat pada diagram di bawah ini.



Gambar 2.1. Flow Chart Metodologi Penelitian

2.1. Pengkajian Penelitian

Proses pengkajian penelitian yang dilakukan terbagi dalam dua jenis pengkajian yaitu pengkajian eksperimen dan numerik. Pada pengkajian eksperimen akan dijelaskan mengenai metode percobaan, proses pengukuran, peletakan airfoil, dan hasil pengukuran secara terlampir. Sedangkan pengkajian numerik akan dijelaskan mengenai *grid independency*, variasi model *turbulence viscous* dan *discretization*, serta hubungan antara C_p dengan C_L maupun C_D .

2.1.1. Pengkajian secara Eksperimen

Proses pengkajian eksperimen dilakukan dengan cara mengkalibrasi peralatan yang ada sesuai dengan parameter yang telah ditetapkan kemudian berlanjut dalam tahapan pengujian model S-833 di dalam *wind tunnel* dengan bantuan alat ukur berupa manometer u dan *pressure gage* yang kemudian diolah untuk mendapatkan C_p sebagai validasi dengan numerik.

2.1.2. Pengkajian secara Numerik

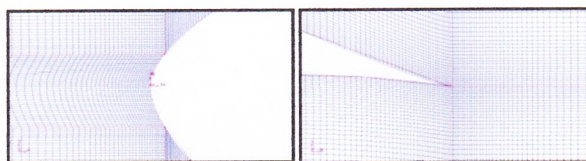
Proses pengkajian numerik dilakukan menggunakan metode simulasi CFD dengan memberikan variabel pengkajian sesuai dengan parameter dan batasan yang telah ditetapkan sebelumnya. Tahap yang dilakukan dalam proses simulasi antara lain adalah *modeling*, *meshing*, *meshing quality* ($\leq 0,97$), *input* kondisi batas, *solver* persamaan, metode *discretization*, kriteria konvergen, *post processing*.

Adapun dalam proses awal, dilakukan *Grid Independency* yang bertujuan untuk mereduksi hasil ketidakpastian CFD sehingga efek dari variasi mesh yang mempengaruhi hasil simulasi sangatlah kecil atau dapat diabaikan, hal inilah yang disebut dengan *Grid Independency*.

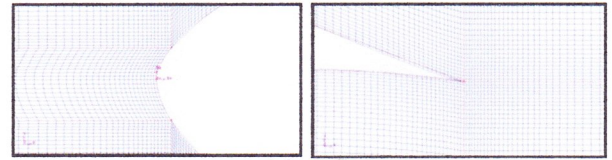
- *Grid Independency*

Sebuah analisa *Grid Independency* dilakukan dengan menggunakan tujuh jenis *mesh* dengan memvariasikan jumlah *cell*. Setiap *mesh* diproses dengan Fluent menggunakan model *viscous* Standard k- ϵ yang memiliki aplikasi *turbulence model* terluas terhadap teknik praktis aliran dengan keunggulan dalam ketahanan, ekonomis, serta menyajikan keakuratan pada rentang aliran yang luas. Adapun pemrosesan *mesh* berfokus pada daerah tertentu di dekat *body* yaitu bagian ujung depan dan belakang, dengan menggunakan *free-stream velocity* sebesar 6 m/s.

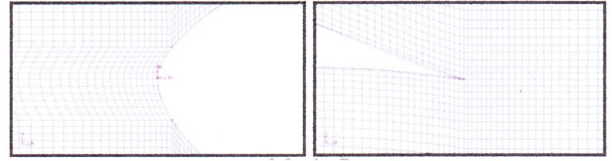
Variasi *mesh* yang dibuat dipaparkan pada gambar dibawah ini. Mesh dilakukan berurutan dengan jarak yang sempit kemudian diregangkan secara bertahap ke mesh A, B, C, D, E, F, dan G.



Mesh A



Mesh B



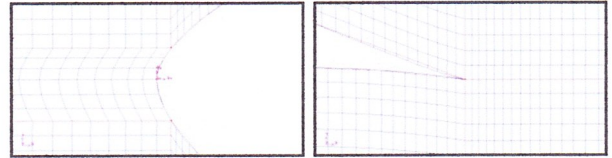
Mesh C



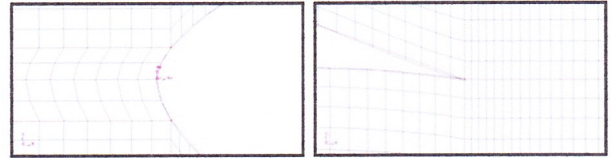
Mesh D



Mesh E



Mesh F



Mesh G

Gambar 2.2. Variasi Mesh Head dan Tail

Berikut ini juga ditampilkan tabel yang merupakan sebuah bahan evaluasi dari proses *Grid Independency*.

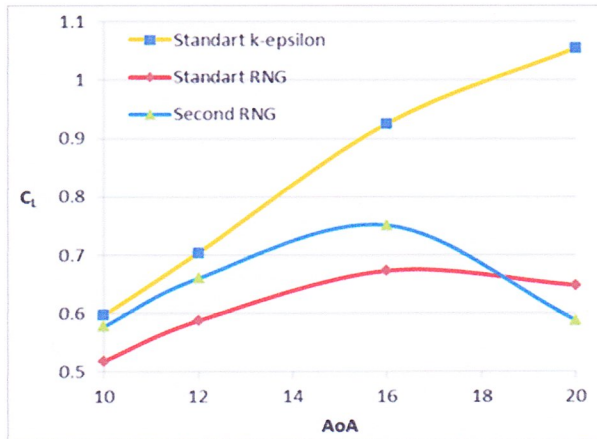
Tabel 2.1. Evaluasi *Grid Independency*

Mesh	Node	Cell	C_L	Iterasi	Mesh Size	Y Plus	Y Star
A	116090	115200	-0.143	1767	Lebih Kecil	4.000	4.675
B	86150	85400	0.052	962	Standart	5.742	13.848
C	58542	57920	0.036	500	Lebih Besar	11.014	36.856
D	51535	50950	0.021	721	Lebih Besar	8.615	12.667
E	46958	46400	0.030	680	Lebih Besar	8.129	9.461
F	32706	32240	0.031	432	Lebih Besar	13.202	22.372
G	25039	24640	0.033	469	Lebih Besar	17.590	29.501

Dari hasil yang didapatkan, pengambilan keputusan dengan memilih Mesh E sebagai mesh yang memenuhi kualifikasi karena memiliki C_L yang hampir sama dengan *mesh* yang lain.

- Variasi Model *Turbulence Viscous* dan *Discretization*

Model *turbulence viscous* divariasikan baik menggunakan standard k-epsilon (SKE) dan RNG k-epsilon kemudian dilanjutkan dengan *discretization* melalui *first* atau *second upwind*. Hasil variasi model *turbulence viscous* dan *discretization* dapat dilihat pada gambar 2.4.



Gambar 2.4. Variasi *Turbulence Viscous*

- Komparasi XFLR5

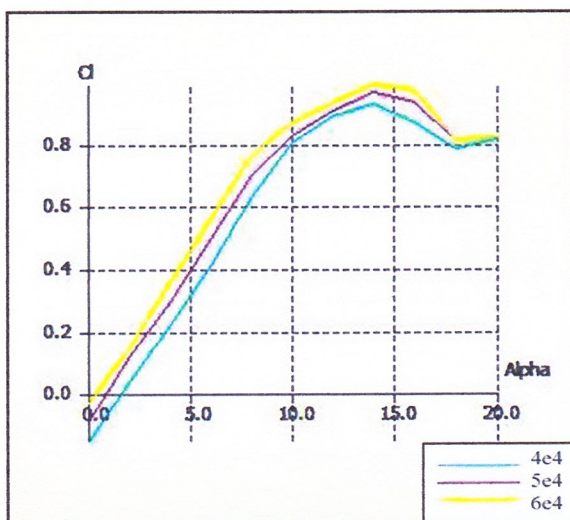
Selanjutnya dilakukan pengkomparasian antara hasil variasi *turbulence viscous* dengan hasil XFLR5 dengan Re yang didapatkan dengan perhitungan *chord length* (c) sebesar 12 mm adalah sebagai berikut.

$$Re = (\rho_{\text{udara CFD}} \cdot v \cdot c) / \mu$$

$$Re = ((1,225) \cdot (6) \cdot (0,12)) / (1,7894 \times 10^{-4})$$

$$Re = 49.290,26 = 5 \times 10^4$$

Besar nilai Re dimasukkan dalam *range* XFLR5, hasilnya dapat dilihat pada gambar dibawah ini.



Gambar 2.5. Hasil Numerik XFLR5

Berdasarkan gambar 2.5, ditentukan bahwa model *turbulence viscous* dan *discretization* yang sesuai untuk digunakan pada proses simulasi adalah *Second RNG*. Pada saat AoA sekitar 15° besar nilai C_L berada pada

puncak tertinggi sedangkan pada AoA sekitar 18° mengalami penurunan yang signifikan.

- Simulasi

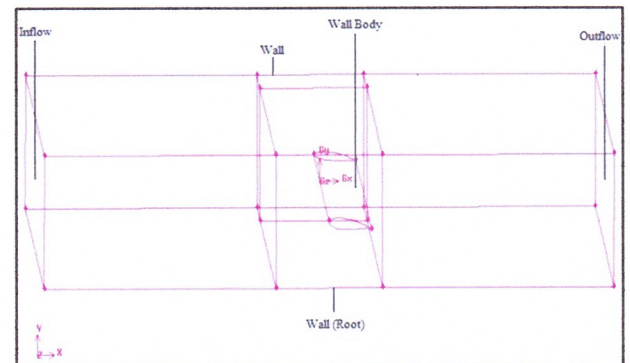
Proses simulasi CFD dilakukan dengan parameter sesuai dengan yang telah dicapai pada tahapan sebelumnya. Simulasi dilakukan untuk mendapatkan *trend* grafik dan juga besar nilai C_p dan C_L maupun C_D .

2.2. Validasi

Proses validasi data dilakukan dengan melihat hasil konvergensi simulasi yang dikomparasikan dengan hasil eksperimen. Pada tahap ini, model akan dilakukan simulasi ulang apabila tidak konvergen dan dilanjutkan ke tahap selanjutnya jika telah konvergen. Hasil validasi bertujuan untuk membuktikan bahwa hasil simulasi numerik dapat memprediksikan fenomena aliran seperti hasil eksperimen sehingga eksplorasi fenomena aliran yang sulit dilakukan pada eksperimen dapat diwakilkan oleh hasil simulasi numerik.

2.3 Konfigurasi AoA Blade

Pada bagian ini, hasil dari pengkajian lanjut 3 profil airfoil yang sebelumnya dilakukan, diambil yang terbaik untuk kemudian dikonfigurasi menjadi sebuah *blade* dengan komposisi untuk *root*, *primary*, dan *tip* masing-masing adalah sebesar 0,4; 0,75; 0,95 berdasarkan referensi NREL yang kemudian dilakukan pengkajian kembali secara numerik untuk mengetahui karakteristik keseluruhan daripada sebuah *blade*. Pada bagian ini, data AoA diambil dari Tugas Akhir dari Peter[9]. Permodelan *blade* dapat dilihat pada gambar 3.12.



Gambar 2.6. Model *Blade Software Fluent*

3. Hasil dan Pembahasan

3.1 Analisis Numerik dengan Variasi *Angle of Attack*

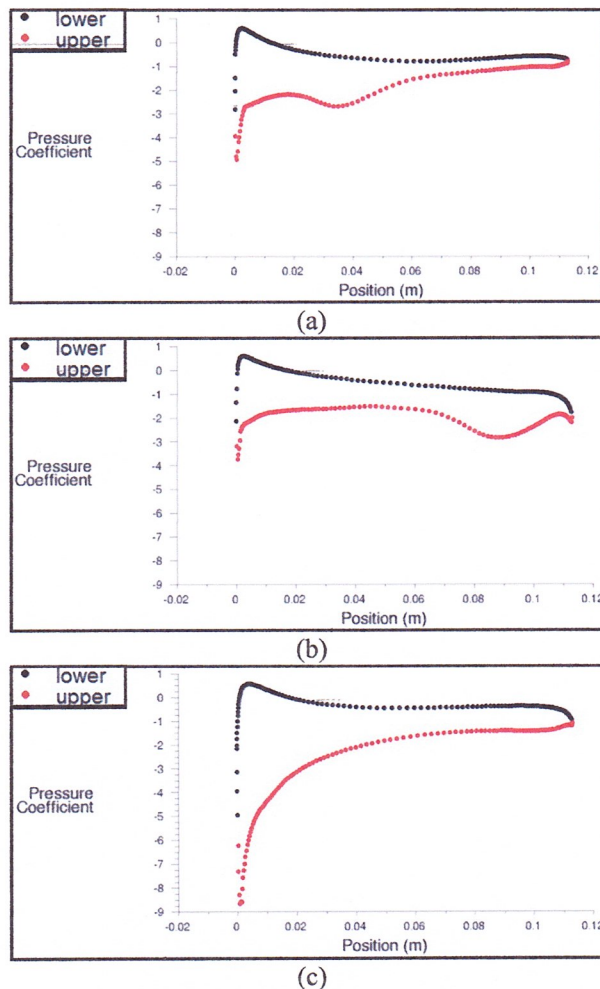
Pada bagian ini, analisis numerik dilakukan pada masing-masing airfoil dengan variasi terhadap *angle of attack* yang dibagi atas dua bagian yaitu analisis C_p dan analisis C_L .

3.1.1. Analisis C_p pada Tiap *Airfoil* dengan Variasi *Angle of Attack*

Analisis C_p ini dilakukan untuk mengetahui seberapa besar tekanan dan kecepatan serta fenomena aliran yang terjadi di sekeliling airfoil. Melalui C_p dapat diketahui posisi serta besar C_p yang mengakibatkan

adanya akselerasi maupun penurunan kecepatan (*deceleration*) aliran serta mengetahui kemungkinan adanya separasi *bubble* dan *reattachment* yang mungkin terjadi karena adanya *adverse pressure gradient* yang cukup besar pada daerah *downstream airfoil* dan energi *entrainment* dari *free stream* yang cukup kuat.

Karakteristik C_p terhadap *airfoil* S833, S834, dan S835 dengan variasi *angle of attack* saat 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 14° dan 16° memiliki karakteristik yang baik dimana tidak ada terjadinya separasi namun berbeda saat berada pada *angle of attack* 20° seperti yang ditunjukkan oleh grafik $C_p = f(X)$ dibawah ini.



Gambar 3.1 Grafik $C_p = f(X)$

Airfoil S-833 (a), S-834 (b), S-835 (c) dengan $\alpha = 20^\circ$

Pada gambar 3.1, tampak bahwa pada *airfoil* dengan *angle of attack* 20° , aliran yang melewati kontur *upper side airfoil* S-833 akan terdefleksi dan mengalami percepatan yang dimulai dari titik stagnasi sampai $X = 0.02$. Proses akselerasi terjadi dari titik stagnasi hingga pada titik dengan C_p paling minimum. Setelah titik itu aliran akan mengalami perlambatan yang ditandai dengan kenaikan laju tekanan statis sampai titik $X = 0.03$. Adanya *adverse pressure gradient* yang cukup besar pada daerah *downstream airfoil* menyebabkan aliran akan cenderung untuk terseparasi namun adanya energi *entrainment* dari *free stream* yang cukup kuat mengakibatkan aliran *attach* kembali ke kontur sehingga

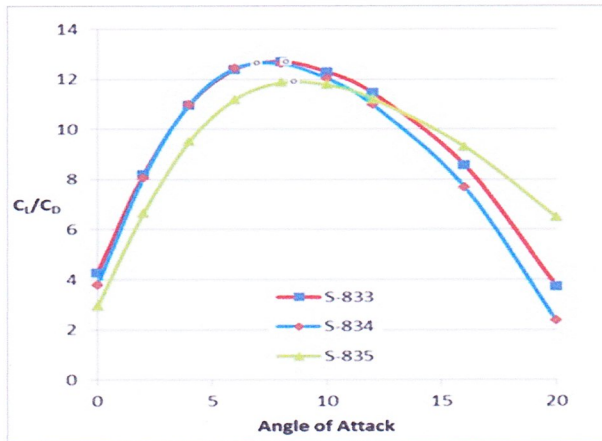
terjadi separasi *bubble* sampai $X = 0.04$. Terbentuknya separasi *bubble* mengindikasikan transisi pintas aliran laminar menjadi turbulen, dimana aliran yang turbulen, akan lebih tahan terhadap separasi. Sedangkan pada bagian *lower side*, terlihat penurunan tekanan dari titik stagnasi sampai $X/c = 0.06$. *Slope* penurunan tekanan menunjukkan akselerasi hingga mencapai titik $C_{p_{min}} = -0.91$, di titik ini aliran mencapai kecepatan maksimum. Setelah itu terjadi *slope* kenaikan tekanan yang sempit dimana hal tersebut mengindikasikan penurunan kecepatan (*deceleration*) yang besar akibat divergensi *stream tube* pada lokasi tersebut.

Aliran yang melewati kontur *upper side airfoil* S-834 akan terdefleksi dan mengalami percepatan yang dimulai dari titik stagnasi sampai $X = 0.08$. Proses akselerasi terjadi dari titik stagnasi hingga pada titik dengan C_p paling minimum. Setelah titik itu aliran akan mengalami perlambatan yang ditandai dengan kenaikan laju tekanan statis sampai titik $X = 0.10$. Adanya *adverse pressure gradient* yang cukup besar pada daerah *downstream airfoil* menyebabkan aliran akan cenderung untuk terseparasi namun adanya energi *entrainment* dari *free stream* yang cukup kuat mengakibatkan aliran *attach* kembali ke kontur sehingga terjadi separasi *bubble* sampai $X = 0.11$. Terbentuknya separasi *bubble* mengindikasikan transisi pintas aliran laminar menjadi turbulen, dimana aliran yang turbulen, akan lebih tahan terhadap separasi. Sedangkan pada bagian *lower side*, terlihat penurunan tekanan dari titik stagnasi sampai $X = 0.11$. *Slope* penurunan tekanan menunjukkan akselerasi hingga mencapai titik $C_{p_{min}} = -1.58$, di titik ini aliran mencapai kecepatan maksimum.

Aliran yang melewati kontur *upper side airfoil* S-835 akan terdefleksi dan mengalami percepatan yang berada di daerah titik stagnasi yaitu pada $X = 0.0$. Proses akselerasi terjadi dari titik stagnasi hingga pada titik dengan C_p paling minimum. Setelah titik itu aliran akan mengalami perlambatan yang ditandai dengan kenaikan laju tekanan statis sampai titik $X = 0.12$. Sedangkan pada bagian *lower side*, terjadi pergeseran penurunan tekanan dari titik stagnasi sampai $X = 0.06$. *Slope* penurunan tekanan menunjukkan akselerasi hingga mencapai titik $C_{p_{min}} = -0.06$, di titik ini aliran mencapai kecepatan maksimum. Setelah itu terjadi *slope* kenaikan tekanan yang dimana hal tersebut mengindikasikan penurunan kecepatan (*deceleration*) akibat divergensi *stream tube* pada lokasi tersebut.

3.1.2. Analisis C_L / C_D pada tiap *Airfoil* dengan Variasi *Angle of Attack*

Analisis C_L / C_D ini dilakukan untuk mengetahui besar sudut AoA yang memiliki nilai C_L / C_D yang optimal pada tiap-tiap *airfoil*. Analisis ini sangat diperlukan karena apabila hanya mengamati C_L , maka efek hambatan aliran belum dilibatkan. Pada bagian ini dicari sebuah titik yang memiliki kinerja dengan nilai C_L yang tinggi namun dengan nilai C_D yang rendah sehingga memiliki kinerja yang optimal dengan gangguan/hambatan yang cenderung rendah.



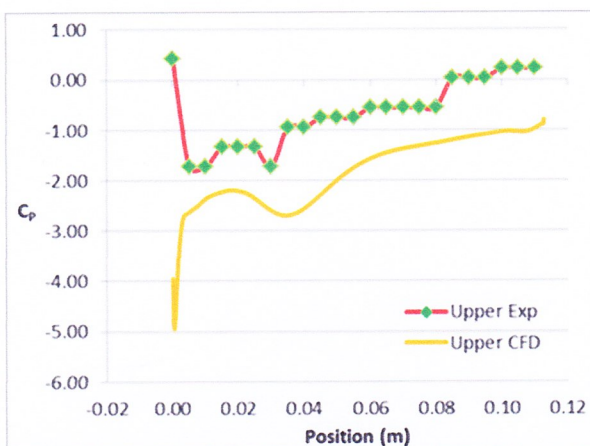
Gambar 3.2. Grafik $C_L/C_D = f(\text{AoA})$
Airfoil S833 (*primary*), S834 (*tip*), S835 (*root*)

Grafik C_L / C_D diatas dikelompokkan menjadi tiga bagian yaitu AoA kecil dengan sudut antara 0° - 8° , AoA sedang dengan sudut antara 8° - 14° , dan AoA besar dengan sudut antara 14° - 20° .

Berdasarkan gambar 3.2, ketiga *airfoil* memiliki C_L / C_D yang cenderung meningkat seiring dengan kenaikan AoA, namun pada AoA tertentu akan mengalami penurunan. C_L / C_D yang optimal untuk *airfoil* S-833 (*primary*) adalah pada saat AoA 8° , sedangkan untuk S-834 (*tip*) adalah 7° , dan untuk S-835 (*root*) adalah $8,5^\circ$.

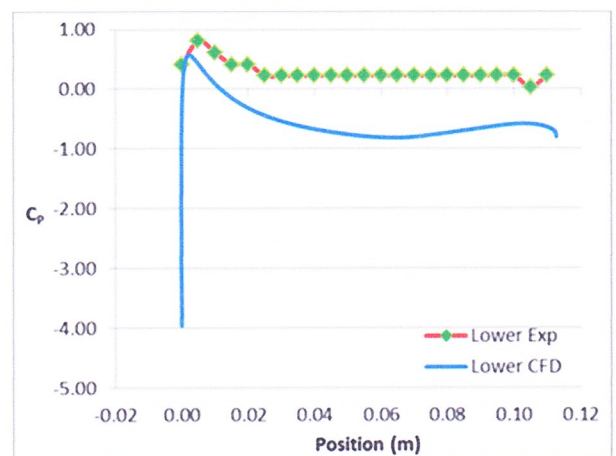
4.2 Analisis C_p Airfoil S-833 pada Numerik dan Eksperimen

Analisis C_p ini dilakukan untuk mengetahui seberapa besar signifikansi perbedaan antara hasil penelitian secara eksperimen dibandingkan dengan penelitian secara numerik dengan simulasi CFD. Pemaparan yang dilakukan pada bagian ini hanya terbatas pada posisi $X = 0,005 - 0,11$. Hal ini dikarenakan adanya keterbatasan dalam pembuatan alat yang digunakan dalam eksperimen yang tidak memungkinkan pembuatan *pressure tap* dengan jarak yang sangat sempit dan juga pada bagian *tail airfoil* dengan ketebalan yang terlalu tipis. Untuk mempermudah pengamatan, tiap-tiap AoA yang dikomparasikan dibagi dalam bagian *upper* dan *lower airfoil*.



Gambar 3.3. Grafik $C_p = f(X)$
Upper Airfoil S-833 dengan $\alpha = 16^\circ$

Pada gambar 4.6, bagian *upper airfoil* saat AoA 16° , penelitian eksperimen secara garis besar menunjukkan *trend* grafik yang hampir sama dengan penelitian secara numerik saat posisi $X = 0,005 - 0,11$. Namun perbedaan *trend* grafik yang terjadi antara penelitian eksperimen yang mengalami kenaikan C_p yang cukup besar apabila dibandingkan dengan hasil penelitian numerik yang hanya mengalami sedikit peningkatan secara kontinu saat posisi $X = 0,08 - 0,085$. Perbedaan kembali terlihat jelas ketika memperhatikan nilai $C_{p_{\min}} = -1,73$ pada penelitian eksperimen, sedangkan nilai pada penelitian numerik adalah sebesar $C_{p_{\min}} = -2,63$. Perbedaan $C_{p_{\min}}$ yang terjadi antara hasil eksperimen dengan numerik memiliki signifikansi perbandingan sebesar 65,8%. Selanjutnya akan dipaparkan detail pada bagian *lower airfoil* pada bagian di bawah ini.



Gambar 3.4. Grafik $C_p = f(X)$ Lower Airfoil S-833
dengan $\alpha = 16^\circ$

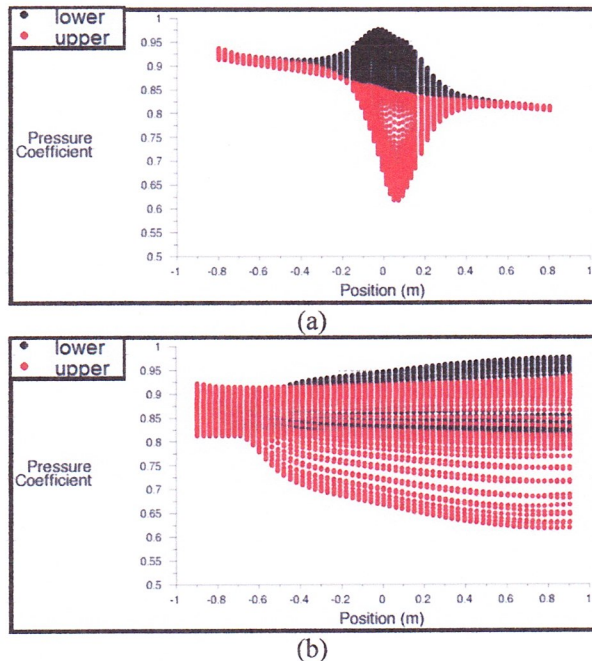
Pada gambar 3.4, bagian *lower airfoil* saat AoA 16° , penelitian eksperimen menunjukkan *trend* grafik yang hampir sama dengan penelitian secara numerik pada saat posisi $X = 0,005 - 0,11$. Namun perbedaan *trend* grafik terjadi saat posisi $X = 0,1 - 0,11$ antara penelitian eksperimen yang mengalami penurunan C_p apabila dibandingkan dengan penelitian numerik yang mengalami peningkatan. Perbedaan kembali terlihat jelas ketika memperhatikan nilai $C_{p_{\min}} = 0,03$ pada penelitian eksperimen, sedangkan nilai pada penelitian numerik adalah sebesar $C_{p_{\min}} = -0,82$. Perbedaan $C_{p_{\min}}$ yang terjadi pada bagian *lower airfoil* antara hasil eksperimen dengan numerik memiliki signifikansi perbandingan sebesar 3,7%.

Karakteristik C_p memiliki *trend* grafik yang hampir sama dan karakteristik yang baik dimana tidak ada terjadinya separasi baik bagian *upper* maupun *lower* namun berbeda saat berada pada *angle of attack* 16° bagian *upper* seperti yang ditunjukkan oleh grafik $C_p = f(X)$ dibawah ini.

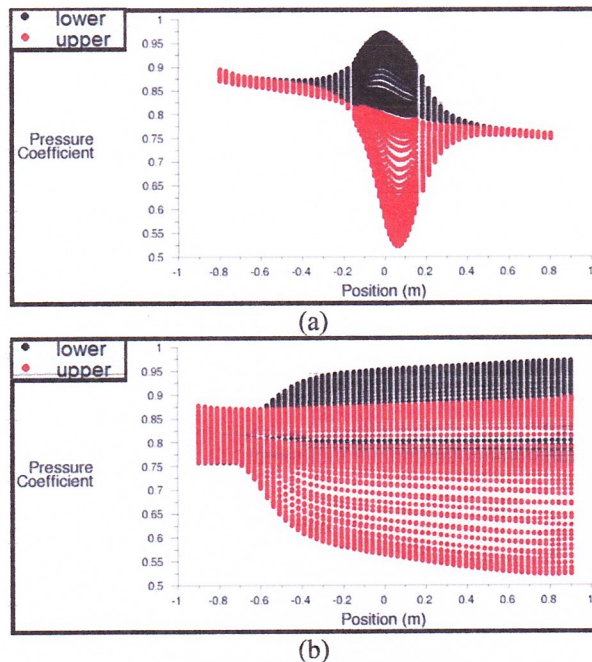
4.3 Analisis C_p pada Konfigurasi Blade yang Berbeda

Analisis C_p ini dilakukan untuk mengetahui seberapa besar signifikansi perbedaan hasil penelitian secara numerik dengan simulasi CFD terhadap 2 buah

konfigurasi *blade* terhadap variasi kecepatan 2, 4, 6, 8, dan 10 m/s.. Dalam hal ini, konfigurasi *blade* yang diteliti adalah konfigurasi *blade* berdasarkan penelitian Peter dan dari hasil kajian 2D berdasarkan nilai optimal C_L / C_D . Tiap-tiap konfigurasi *blade* ditampilkan melalui contoh Grafik $C_p = f(X)$ dengan tampak samping (a) dan tampak atas (b).



Gambar 3.5. Grafik $C_p = f(X)$
Konfigurasi Peter dengan $v = 10$ m/s,
tampak samping (a), tampak atas (b)



Gambar 3.6. Grafik $C_p = f(X)$
Konfigurasi Optimasi C_L / C_D dengan $v = 10$ m/s,
tampak samping (a), tampak atas (b)

Berdasarkan perbandingan grafik 3.5 dan 3.6 diatas, dapat terlihat bahwa pada saat $v = 10$ m/s luasan yang

terbentuk pada bagian *upper* dan *lower blade* konfigurasi optimasi C_L / C_D lebih luas daripada konfigurasi Peter. Hal ini juga berarti bahwa gaya *lift* yang dihasilkan oleh *blade* konfigurasi optimasi C_L / C_D lebih besar daripada *blade* konfigurasi Peter.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian tugas akhir yang dilakukan maka dapat disimpulkan beberapa hal sebagai berikut :

- Ketiga *airfoil* NREL memiliki C_L / C_D yang cenderung meningkat seiring dengan kenaikan AoA, namun pada AoA tertentu akan mengalami penurunan karena adanya *stall* sebagai efek dari C_D yang terlampaui besar. AoA yang optimal berdasarkan C_L / C_D optimal untuk *airfoil* S-833 (*primary*) adalah pada saat AoA 8° , sedangkan untuk S-834 (*tip*) adalah 7° , dan untuk S-835 (*root*) adalah $8,5^\circ$.
- Ketiga *Airfoil* menunjukkan karakteristik C_p yang sangat baik pada keseluruhan AoA. Separasi *massive* hanya terjadi pada S-833 dan S-834 saat AoA 20° yang membuat nilai C_L / C_D menurun drastis.
- Perbandingan C_p konfigurasi *blade* menunjukkan bahwa gaya *lift* dan C_L / C_D yang dihasilkan oleh kajian secara 2D lebih baik dibandingkan dengan Peter.

Daftar Pustaka:

1. Corten, G. P., 2001, "Flow Separation on Wind Turbine Blades". Rotterdam, Netherlands..
2. Somers, D.M., 2005, "The S833, S834 and S835 Airfoils," NREL/SR-500-36340, National Renewable Energy Laboratory, Golden, CO.
3. Anderson, J.D., 2001, "Fundamentals of Aerodynamics, Third Edition", McGraw-Hill Book Company, Boston.
4. Fuglsang, P. L., and Madsen, H. A., 1995, "A Design Study of a 1 MW Stall Regulated Rotor," Risø-R-799-EN!, Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark.
5. Morgan, C. A., and Garrad A. D., 1988, "The Design of Optimum Rotors for Horizontal Axis Wind Turbines," Wind Energy Conversion, Proc. of 1988 Tenth BWEA Wind Energy Conf., D. J. Milborrow ~ed.!, Mechanical Engineering Publications Ltd., London, pp. 143-147.
6. Belessis, M. A., Stamos, D. G., and Voutsinas, S. G., 1996, "Investigation of the Capabilities of a Genetic Optimization Algorithm in Designing Wind Turbine Rotors," Proc. European Union Wind Energy Conf. and Exhibition, Goteborg, Sweden, pp. 124-127.
7. Selig, M. S., and Coverstone-Carroll, V. L., 1996, "Application of a Genetic Algorithm to Wind Turbine Design," ASME J. Energy Resour. Technol., 118~1!, pp. 22-28.
8. Gigue`re, P., Selig, M. S., and Tangler, J. L., 1999, "Blade Design Trade-Offs Using

Low-Lift Airfoils for Stall-Regulated HAWTs,” NREL/CP-500-26091, National Renewable Energy Laboratory, Golden, CO.

9. Jonathan, P., 2013, “Perancangan Propeler Turbin Angin Pada Gedung Hemat Energi,” Universitas Kristen Petra, Surabaya.